

Метод расчета характеристик общего напряженно-деформированного состояния ползкового шасси вертолета при его посадке на авторотации

*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского
«Харьковский авиационный институт»*

Представлен метод анализа характеристик общего напряженно-деформированного состояния ползкового шасси вертолета при посадке на авторотации с помощью интегрированных систем CAD/CAM/CAE. Приведены результаты расчета для шасси легкого вертолета.

Ключевые слова: шасси, кинетическая энергия, конечно-элементная модель, сила, напряжение, деформация.

Наибольшее распространение на сверхлегких и легких вертолетах получило шасси ползкового типа. Данный тип шасси обеспечивает ряд преимуществ-простоту конструкции и эксплуатации, минимальный вес.

Наряду с другими требованиями для шасси такого типа важно обеспечить поглощение энергии удара при посадке на режиме авторотации. Амортизация в ползковом шасси происходит благодаря деформации рессор. Поскольку конструктивно такое шасси более жесткое, то при его проектировании необходимо обеспечить приемлемый уровень перегрузки. Основными сложностями при расчете такого шасси является необходимость проектировочного расчета с учетом больших деформаций конструкции и работы материалов за пределом пропорциональности.

Таким образом, необходима разработка методики определения располагаемой энергоемкости данного шасси и характеристик общего напряженно-деформированного состояния силовых элементов.

Алгоритм получения характеристик общего НДС в силовых элементах шасси включает в себя:

1. Разработку исходных данных для определения характеристик общего НДС (общий вид вертолета, модель распределения пространства, конструктивно силовая схема фюзеляжа вертолета, взлетная масса, диапазон центровок, колея, радиусы моментов инерции фюзеляжа).
 2. Разработку конструктивно силовой схемы шасси с учетом конструктивно - силовой компоновки фюзеляжа вертолета.
 3. Определение расчетных нагрузок, действующих на ползья.
 4. Выбор материалов для силовых элементов шасси.
 5. Определение параметров силовых элементов конструкции с помощью аналитических методов, обеспечивающих восприятие эксплуатационной нагрузки и поглощение посадочной энергии.
 6. Создание параметрической модели стойки шасси.
 7. Разработку конечно – элементной модели для получения характеристик энергетической емкости и напряженно-деформированного состояния.
 8. Расчет характеристик общего НДС в силовых элементах стойки шасси.
 9. Определение запасов прочности и уточнение геометрических параметров силовых элементов шасси, определение располагаемой работоемкости.
 10. Анализ характеристик энергоемкости шасси и общего НДС.
- Общая схема показана на рис. 1.

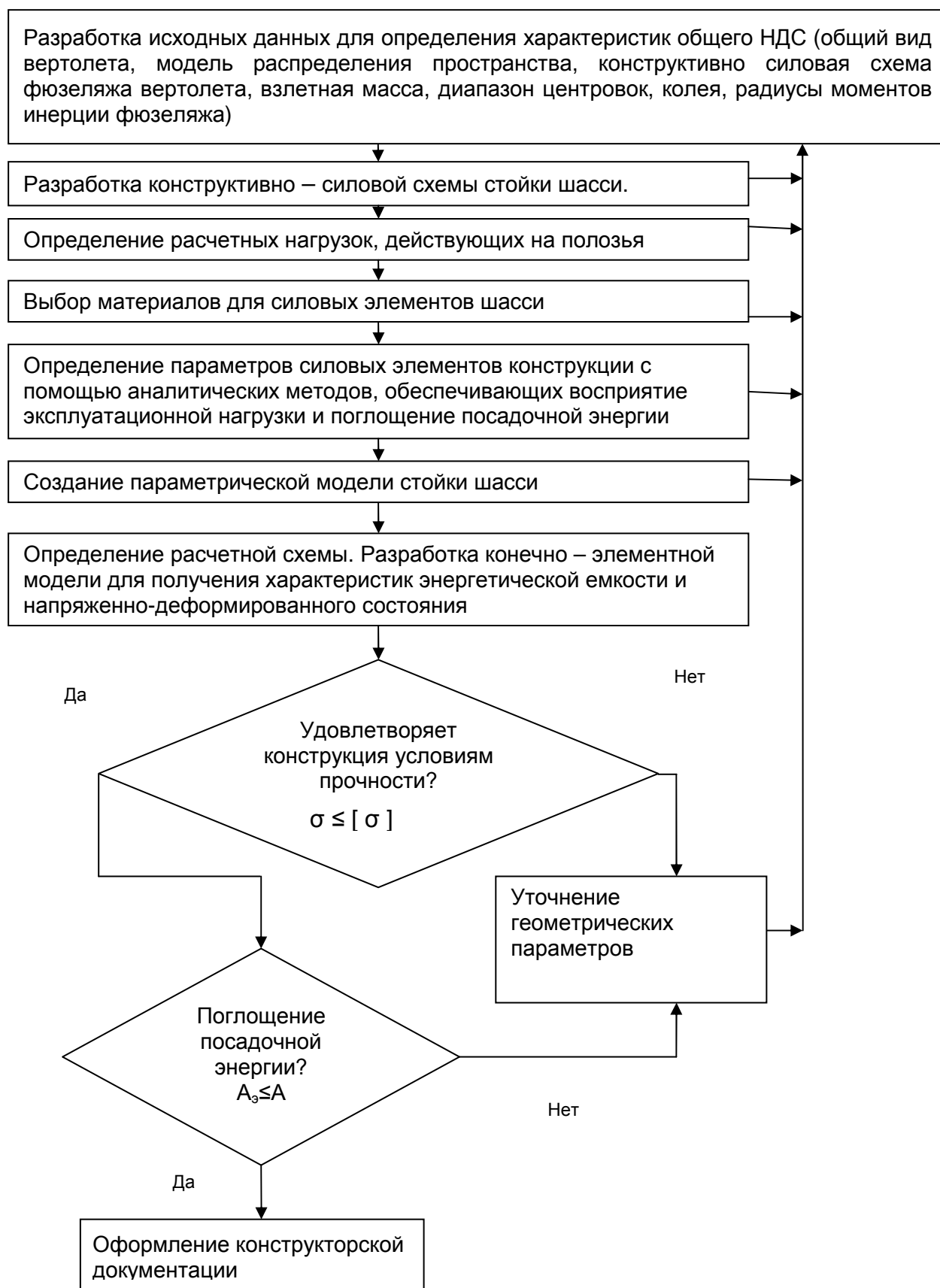


Рис. 1. Схема метода определения характеристик общего напряженно-деформированного состояния силовых элементов основной стойки шасси



Рис. 2. Компоновочная схема вертолета

Рассмотрим реализацию данного метода на примере проектируемого вертолета (рис. 2) со следующими исходными данными: взлетная масса $m = 1046$ кг, колея $c = 2.2$ м, высота рессор $h = 0.58$ м, угол опрокидывания $\gamma = 30^\circ$.

В соответствии с исходными данными определяют массу вертолета, шасси в нулевом приближении, оптимизируют основные параметры, разрабатывают компоновку и чертёж общего вида. Они служат основой для создания параметрической модели мастер-геометрии шасси вертолета с помощью компьютерных систем CAD/CAM/CAE.

В общем случае на вертолет при посадке на авторотации действуют следующие внешние силы (рис. 3): T – подъёмная сила несущего винта (НВ); G_0 – сила веса вертолета; P_y – реакция стоек шасси.

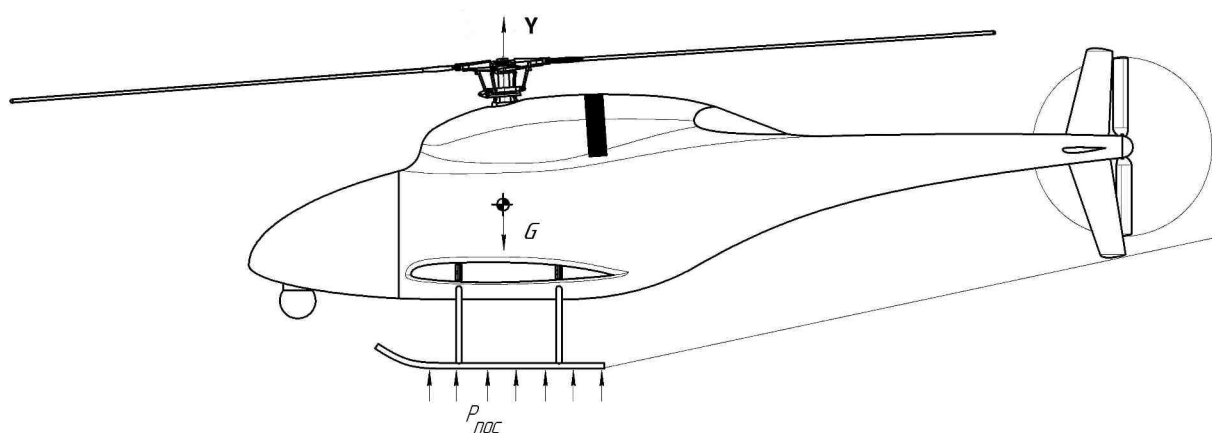


Рис. 3. Схема сил, действующих на вертолет при посадке

Кинетическая энергия посадочного удара вертолета воспринимается рессорами в процессе их упругих деформаций, а поглощение и рассеяние

накопленной в рессоре энергии происходят под действием сил трения полозков о поверхность посадочной площадки при их поперечном перемещении.

Параметры сечения рессоры и их распределение по длине рессоры определяются двумя условиями. Первое вытекает из равенства сумм кинетической энергии удара $A^{\text{э}}$ в момент посадки и впоследствии дальнейшего опускания центра масс вертолета, а также потенциальной энергии $E_{\text{п}}$, накапливаемой рессорой в результате ее полного обжатия. Второе – статическая прочность конструкции.

Величину кинетической энергии удара $A_{\text{п}}$ для полозкового шасси вычисляют так же, как и для колесного:

$$A = \frac{1}{2} m_{\text{нос}} V_y^2.$$

Для определения величины $E_{\text{п}}$ необходимо проинтегрировать силу, возникающую на конце рессоры по ходу δ_p (прогибу конца) рессоры в вертикальном направлении (рис. 4).

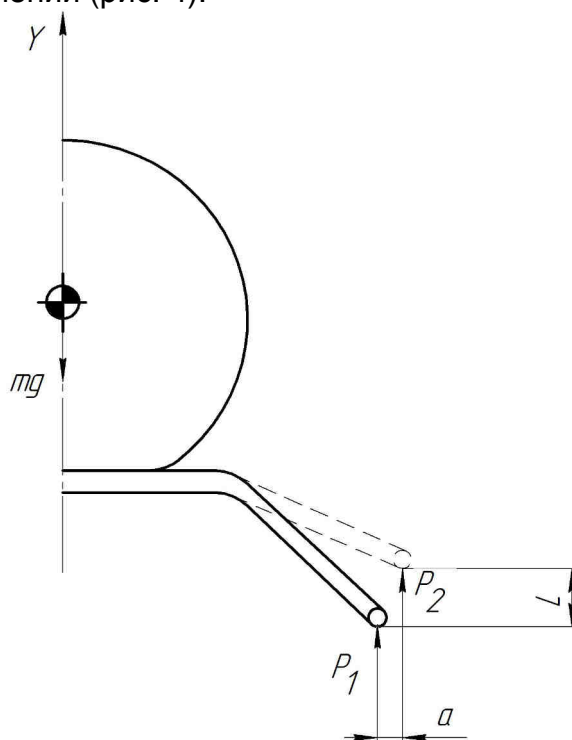


Рис. 4. Изменение реакции опоры и плеча приложения силы, действующей на рессору в процессе ее обжатия

Допуская линейную зависимость силы реакции полозьев от перемещения, получаем

$$E_{\text{п}} = \int_0^{\delta_p^{\text{max}}} P_y \cdot d(\delta_p^{\text{max}}) \approx \frac{P \cdot H_{\text{ам}}}{2}.$$

Сила P возрастает по мере прогиба рессоры и достигает максимального значения в конце ее хода. P вычисляют с учетом эксплуатационной перегрузки $n_3 = 3$ [2] и коэффициента безопасности $f = 1,2$.

$$P = n_3 \cdot m \cdot g.$$

Дополнительно к кинетической энергии амортизация шасси должна поглотить энергию опускания массы части вертолета, не уравновешенной подъемной силой, на величину вертикального обжатия амортизации $H_{ам}$, т.е.

$$A' = \beta m_{noc} H_{ам}.$$

Приближенно можно принять, что в процессе работы амортизации шасси при посадке вертолета подъемная сила $Y = \frac{2}{3} G_{noc}$ согласно пункту 29.473 (а). АП-27

Таким образом, величина β – коэффициент неуравновешенности посадочной массы подъемной силой – приближенно составляет $\beta \cong 0,33$.

Отсюда следует, что полная работа, которую должно поглотить шасси в общем посадочном случае:

$$A^p = m_{noc} g H_{вер} + \beta m_{noc} H_{ам},$$

где $H_{вер} = 0,480$ м – высота, с которой осуществляется сброс вертолета.

Задача конструирования состоит в определении $H_{ам}$, при котором полностью гасится энергия вертолета на посадке и при этом возникающие в рессоре напряжения изгиба не должны превышать разрушающих:

$$\sigma \leq [\sigma].$$

Таким образом, для безопасной эксплуатации ползкового шасси необходимо соблюдение двух условий:

$$m_{ред} (g H_{вер} + \beta H_{ам}) \leq \frac{P \cdot H_{ам}}{2},$$

$$\sigma \leq [\sigma].$$

После определения расчетных нагрузок для всех рассматриваемых случаев нагружения проводят аналитический проектировочный расчёт силовых элементов стойки шасси вертолета, в результате которого выбирают геометрические параметры конструктивных элементов.

Необходимость более точного определения НДС конструкции обуславливает необходимость использования метода конечных элементов. В данной модели (рис. 5) конструкция представлена балочными 3D элементами Beam 188.

К стойке шасси прикладывают нагрузку, возникающую в ползьях шасси: $P_y = 46,7 кН$.

Расчет проводят для различных вариантов рессор шасси круглого сечения, выполненных из сплавов ВТ-22, ВКС-9 и В95, с учетом геометрической и физической нелинейности поведения конструкции (рис. 6). Результаты расчетов показаны на рис 8,9.

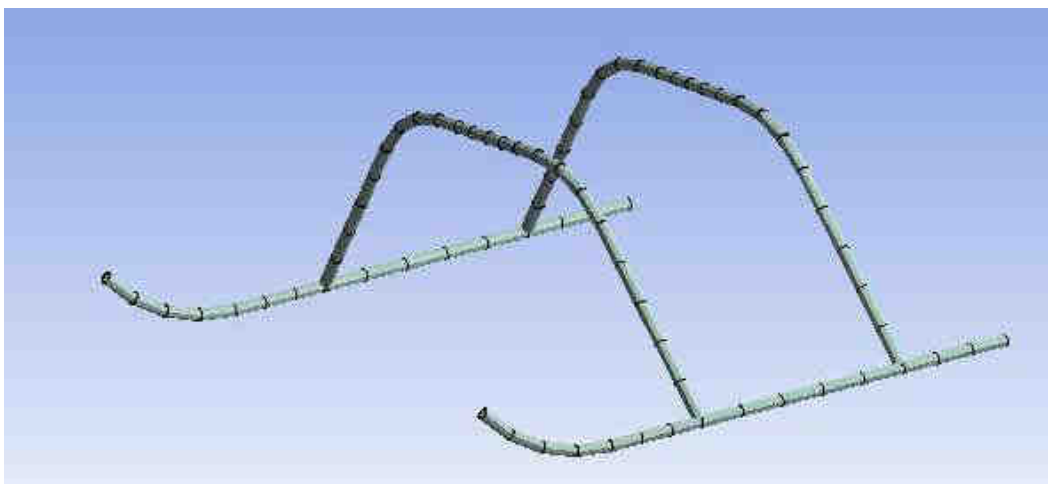


Рис. 5. Конечно - элементная модель полоскового шасси

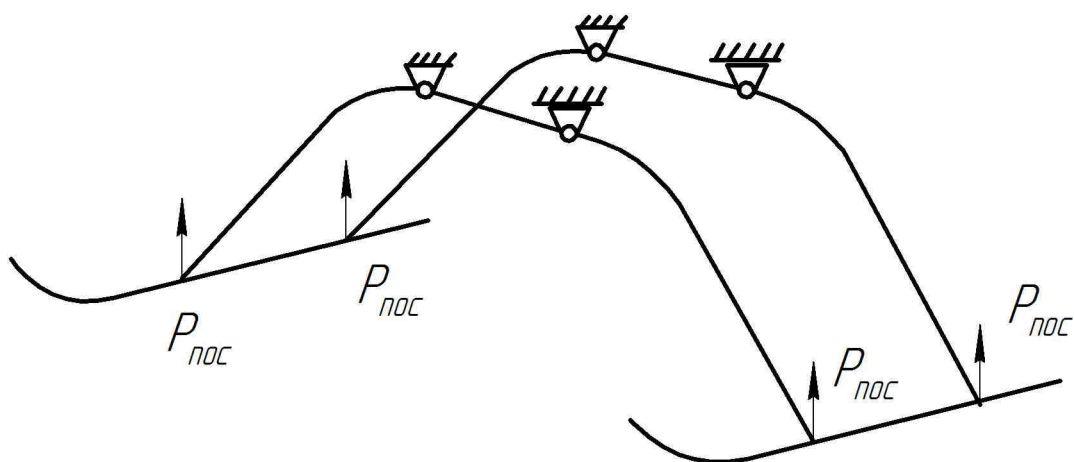


Рис. 6. Условия закрепления и нагружения шасси

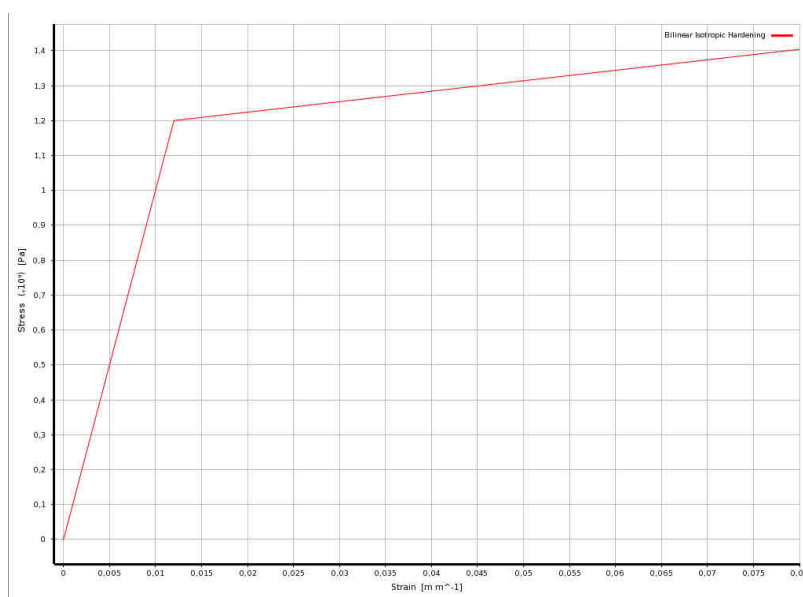
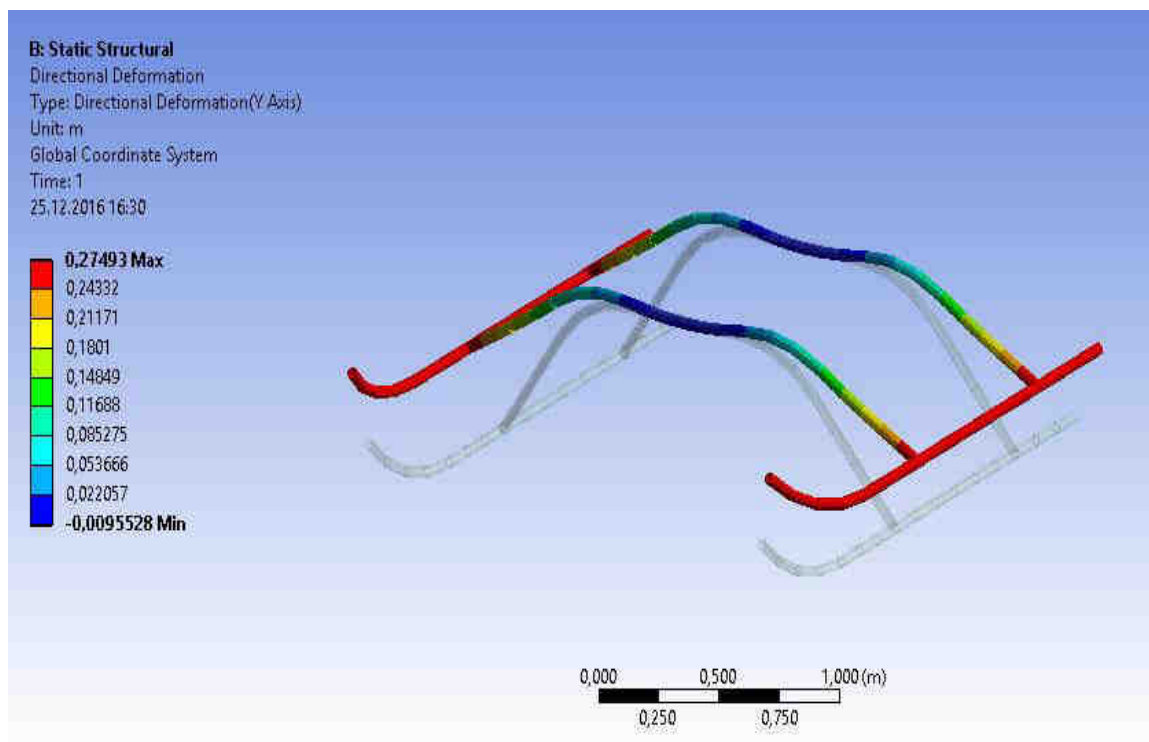
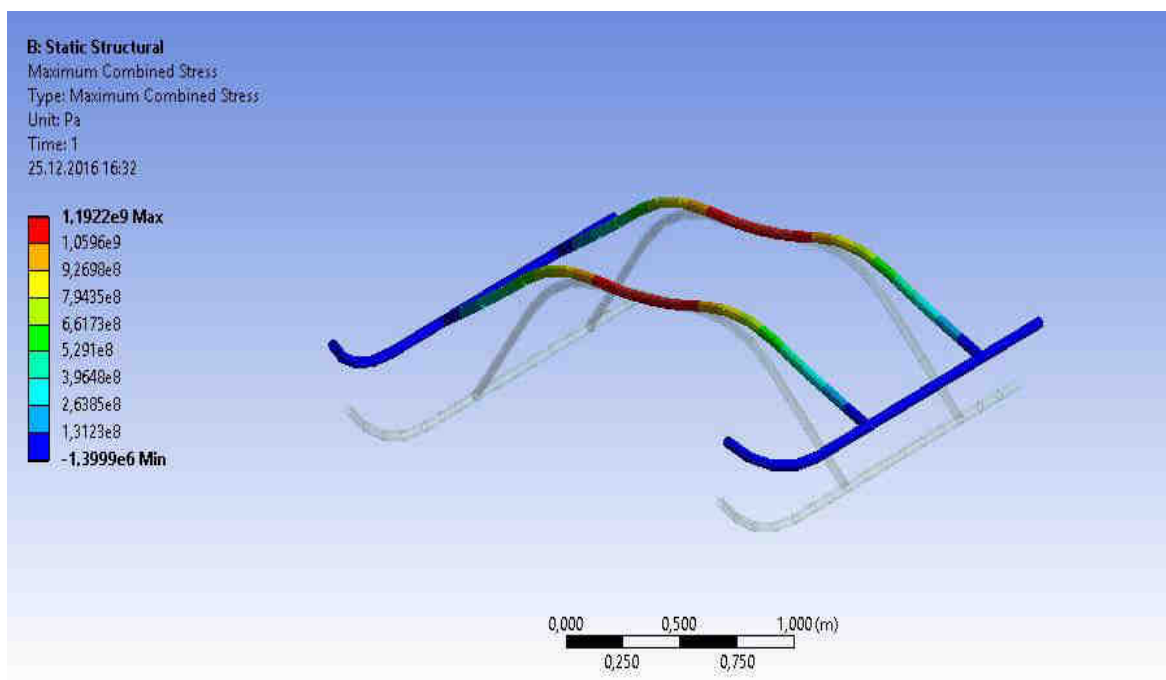


Рис. 7. Билинейная диаграмма деформирования сплава VT22



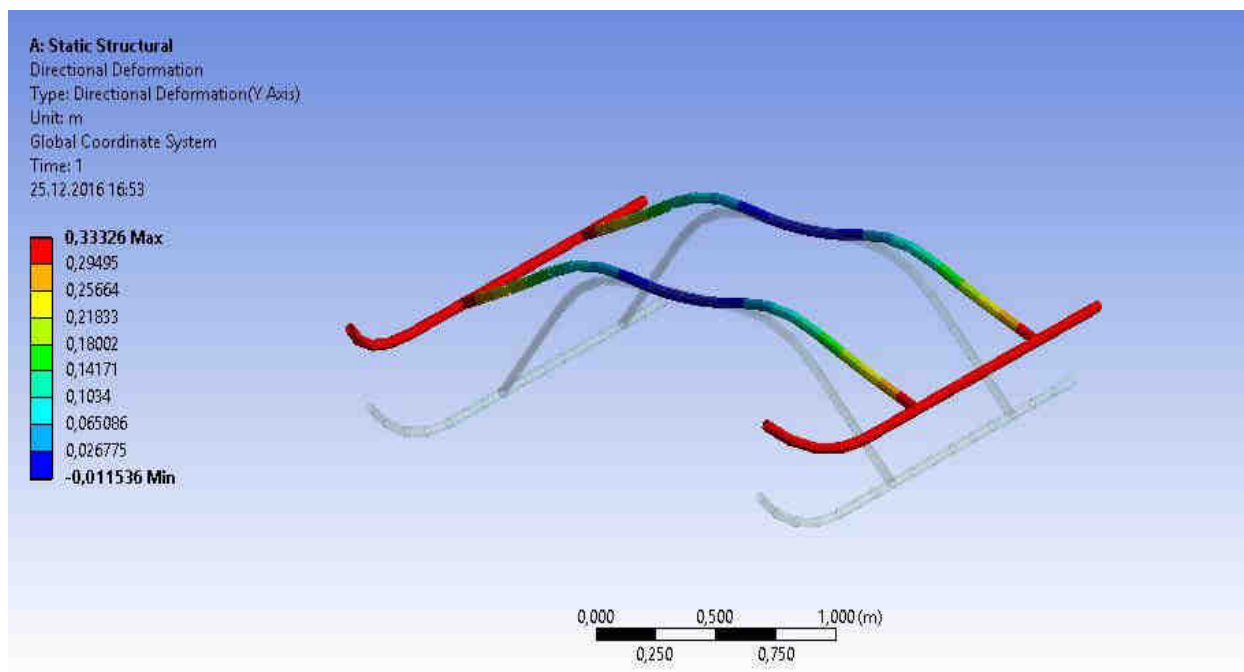
а



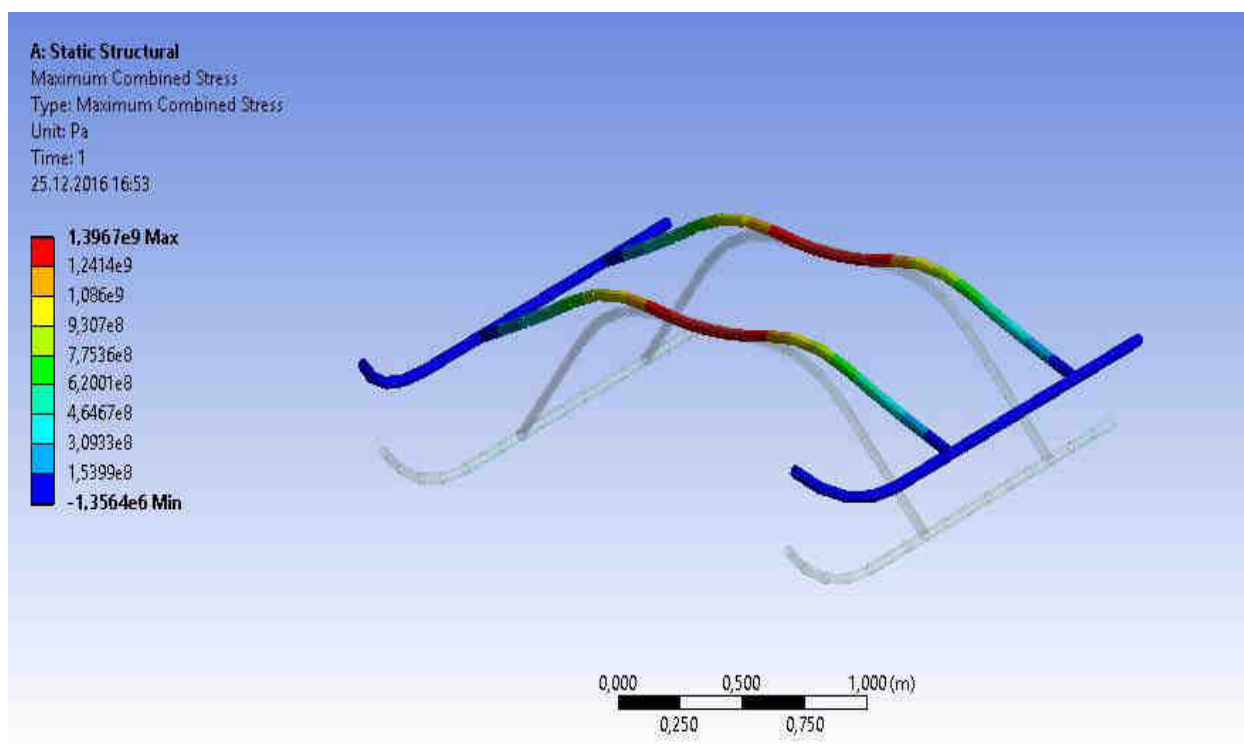
б

Рис. 8. Результаты расчетов для шасси вертолета при эксплуатационном нагружении во время посадки на авторотации, из сплава ВТ22:

а – деформации; б - напряжения



а



б

Рис. 9. Результаты расчетов для шасси вертолета при эксплуатационном во время аварийной посадки на авторотации, из сплава ВТ22:

а – деформации; б - напряжения

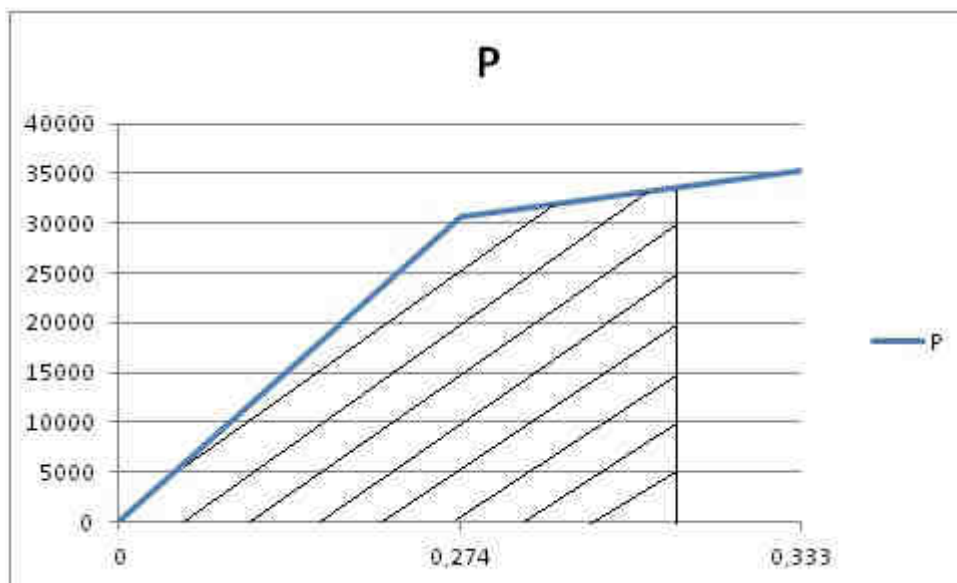


Рис. 10. Диаграмма обжатия рессор шасси из титанового сплава BT22 (заштрихованная часть диаграммы - необходимая работа шасси по условиям АП)

Определение количества поглощенной энергии проводили путем вычисления площади на диаграмме обжатия шасси (рис.10).

Результаты расчетов для различных вариантов поперечного сечения рессоры приведены в таблице. Из данных таблиц следует что наиболее выгодным является рессора выполненная из сплава BT-22.

Варианты шасси из различных материалов

№ п/п	Материал	Масса	Размеры поперечного сечения трубы рессоры	Габаритные ограничения
1	BT-22	34	45x6,5	+
2	ВКС-9	56	42x6,5	+
3	В95	106	83x12,5	-

Выводы

Предлагаемый метод позволяет учесть большие деформации конструкции элементов стойки шасси и физическую нелинейность поведения материалов, получить характеристики напряженно-деформированного состояния элементов конструкции шасси.

В результате проведенного расчета наиболее подходящим вариантом для шасси вертолета является вариант шасси с титановой рессорой. Полученные напряжения в рессоре шасси при посадке на авторотации составили $\sigma = 1190$ МПа, деформации $H_{ам} = 280$ мм.

При аварийной посадке напряжения $\sigma = 1396$ МПа $\leq \sigma_v = 1450$ МПа, а вертикальное перемещение $H_{ам} = 330$ мм.

Список литературы

1. Справочная книга по расчету самолета на прочность [Текст] / М. Ф. Астахов, А. В. Караваев, С. Я. Макаров, Я. Я. Суздальцев. – М.: Оборонгиз, 1954. – 700 с.
2. Михеев, Р.А. Прочность вертолетов [Текст] / Р. А. Михеев. – М.: Машиностроение, 1982. – 280 с.
3. Басов, К. А. ANSYS: Справочник пользователя [Текст] / К. А. Басов. – М.: ДМК Пресс, 2005. – 640 с.

Поступила в редакцию 17.03.2017

Метод розрахунку характеристик загального напружено-деформованого стану ползкового шасі вертольота при його посадці на авторотації

Описано метод аналізу характеристик напружено-деформованого стану ползкового шасі вертольота при його посадці на авторотації за допомогою інтегрованих систем CAD / CAM / CAE. Наведено результати розрахунку для шасі легкого вертольота.

Ключові слова: шасі, кінетична енергія, скінченно-елементна модель, сила, напруження, деформація.

Method for Calculating the Characteristics of the General Stress-Strain State of the Helicopter's Skid Chassis During its Landing on Autorotation

Method for calculating the characteristics of the general stress-strain state of the helicopter's skid chassis during its landing on autorotation National Aerospace University. N.E. Zhukovsky "KhAI" A method for analyzing the characteristics of the general stress-strain state of the helicopter skid undercarriage during landing on autorotation using integrated CAD / CAM / CAE systems is presented. The results of calculations for the chassis of a light helicopter are given.

Key words: chassis, kinetic energy, finite element model, force, stress, deformation.

Сведения об авторах:

Урбанович Владимир Антонович – ст. преподаватель каф. №103 «Проектирования самолетов и вертолетов», Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина.

Червона Екатерина Александровна – студентка каф. №103 «Проектирования самолетов и вертолетов», Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина.

Шепель Иван Николаевич – ст. преподаватель каф. №103 «Проектирования самолетов и вертолетов», Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина.